



Wind turbine airfoil design method with low noise and experimental analysis

Wang, Quan; Chen, Jin; Cheng, Jiangtao; Wang, Jun; Sun, Jinfeng; You, Ying

Published in:
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics

Link to article, DOI:
[10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0072](https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0072)

Publication date:
2015

Document Version
Publisher's PDF, also known as Version of record

[Link back to DTU Orbit](#)

Citation (APA):
Wang, Q., Chen, J., Cheng, J., Wang, J., Sun, J., & You, Y. (2015). Wind turbine airfoil design method with low noise and experimental analysis. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 41(1), 23-28. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0072>

General rights

Copyright and moral rights for the publications made accessible in the public portal are retained by the authors and/or other copyright owners and it is a condition of accessing publications that users recognise and abide by the legal requirements associated with these rights.

- Users may download and print one copy of any publication from the public portal for the purpose of private study or research.
- You may not further distribute the material or use it for any profit-making activity or commercial gain
- You may freely distribute the URL identifying the publication in the public portal

If you believe that this document breaches copyright please contact us providing details, and we will remove access to the work immediately and investigate your claim.

http://bhxb.buaa.edu.cn jhbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0072

低噪声风力机翼型设计方法及实验分析

汪泉^{*1}, 陈进², 程江涛^{2,3}, 王君¹, 孙金凤¹, 游颖¹

(1. 湖北工业大学 机械工程学院, 武汉 430068; 2. 重庆大学 机械工程学院, 重庆 400030;

3. 丹麦技术大学 机械工程学院, 灵比 DK-2800)

摘 要: 为了研究风力机翼型的噪声特性, 基于翼型泛函集成理论与翼型噪声计算模型, 建立了低噪声翼型优化设计数学模型, 提出在设计攻角情况下升阻比与噪声比值最大为目标函数, 对优化后的新翼型 CQU-DTU-B18 翼型与 NACA-64-618 翼型在相同的风洞实验及风速条件下进行了噪声对比分析。研究表明, 理论噪声计算模型虽然与实验数据有一定的偏差, 但是翼型的升压级随频率的变化趋势是一致的, 表明了翼型噪声计算模型的准确性; 相比 NACA-64-618 翼型, CQU-DTU-B18 翼型具有更低的噪声特性, 从而验证了该设计方法的可行性。对于如何设计低噪声翼型及怎样降低翼型噪声具有重要的指导作用。

关键词: 风力机翼型; 噪声; 风洞实验; 声压级; 频率

中图分类号: TK83; TH12

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)01-0023-06

风能是一种绿色可再生能源, 取之不尽, 用之不竭, 随着风力机的迅速发展与应用, 风轮尺寸越来越大, 运行过程中产生的噪声也越来越严重, 对周围噪声环境的影响也受到人们的广泛关注。按照不同声源风力机噪声可分为机械噪声和气动噪声。由于目前的机械制造水平及技术的不断提高, 机械噪声可以较好的控制, 而降低风力机的气动噪声成为目前研究的关键问题。风力机的气动噪声按照噪声产生的机理可分为低频噪声、来流噪声和翼型自身噪声 3 种^[1]。美国可再生能源实验室的 Brooks 等^[2]在总结 NACA-0012 翼型噪声风洞实验的基础上, 提出了一种半经验的风力机翼型噪声计算模型(简称 BPM 模型)。该模型计算速度和精度可满足工程实际需求, 是目前翼型噪声计算使用最广泛的方法之一。Zhu 等^[3]基于这种半经验公式, 引入动量叶素理论, 考虑翼型的边

界层特性, 提出了一种适用于风力机翼型的修正经验模型, 并与实验结果对比从而验证了该模型的准确性。司海青等^[4]研究了数值预测风力机气动噪声的一种半经验模型, 并将计算结果与实验数据进行了对比, 从而验证半经验模型的有效性。余雷等^[5]采用非线性计算气动声学方法和基于雷诺平均 NS 方程计算流体力学方法对常规后缘风力机翼型及其修型后的钝后缘翼型的气动噪声进行了计算, 并讨论了这两种计算方法不同的数值模拟能力。Singh 等^[6]针对小型风力机翼型, 设计出了低雷诺数条件下的新型翼型, 并将数值计算与风洞实验进行了对比, 揭示其流动机理。然而, 以上研究均是对已有翼型进行噪声特性研究, 很少有对低噪声翼型进行优化设计及噪声实验验证; 虽然风力机翼型的数值计算及实验验证的相关研究较多^[7-13], 且研究成果显著, 但是缺乏相关

收稿日期: 2014-02-24; 录用日期: 2014-05-30; 网络出版时间: 2014-07-01 16:53

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0072.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51405140); 国家 863 计划资助项目(2012AA051301); 湖北工业大学博士科研启动金资助项目(BSQD13016)

* 通讯作者: 汪泉(1984—), 男, 湖北武汉人, 讲师, quan_wang2003@163.com, 主要研究方向为机械系统优化设计及可再生能源装备设计理论与方法。

引用格式: 汪泉, 陈进, 程江涛, 等. 低噪声风力机翼型设计方法及实验分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1): 23-28.

Wang Q, Chen J, Cheng J T, et al. Wind turbine airfoil design method with low noise and experimental analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1): 23-28 (in Chinese).

的噪声研究及实验验证.

因此,本文基于翼型泛函集成理论及翼型噪声计算模型,将 RFOIL 与 BPM 模型耦合求解翼型噪声特性;提出以升阻比与噪声比值为设计目标函数,建立低噪声风力机翼型优化数学模型,对优化后的新翼型进行气动性能与噪声实验研究;为了验证新翼型具有较低的噪声特性,在相同的噪声风洞实验及风速条件下,与风力机常用 NACA-64-618 翼型进行噪声对比分析并给出结果评价.

1 翼型噪声计算模型

基于 Brooks 等^[2]的计算模型(简称 BPM 模型),翼型自身噪声可分为:尾缘噪声(TBL-TE)、叶尖噪声(TIP)、失速噪声(SEP)、钝尾缘噪声(TEB-VS)、层流涡噪声(LBL-VS)^[3,14].而一般情况下,翼型自身的噪声主要源于尾缘噪声和失速噪声,因此本文主要介绍这两种噪声计算公式.

1.1 湍流边界层尾缘噪声(TBL-TE)

当附着在叶片上的湍流边界层流经尾缘与尾缘相互作用就会产生湍流边界层尾缘噪声.在一定的攻角和雷诺数下,在翼型表面的某个位置层流会发生转变成湍流,而湍流会在尾缘的压力面和吸力面产生波动的压力,导致噪声的产生.在攻角较小时,压力面和吸力面的噪声是主要的噪声源^[15].

湍流边界层尾缘噪声 S_{PLi} 是由湍流边界层在压力面产生的噪声 S_{PLp} 与在吸力面产生的噪声 S_{PLs} 之和^[14]:

$$S_{PLi} = 10 \lg \{ 10^{S_{PLs}/10} + 10^{S_{PLp}/10} \} \quad (1)$$

$$S_{PLs} = 10 \lg \left(\frac{\delta_s^* Ma^5 \Delta l \bar{D}_h}{r^2} \right) + A \left(\frac{Sr_s}{Sr_1} \right) + (W_1 - 3) \quad (2)$$

$$S_{PLp} = 10 \lg \left(\frac{\delta_p^* Ma^5 \Delta l \bar{D}_h}{r^2} \right) + A \left(\frac{Sr_p}{Sr_1} \right) + (W_1 - 3) + \Delta W_1 \quad (3)$$

其中,尾缘噪声表示成关于吸力面尾部边界层相对厚度 δ_s^* 和压力面尾部边界层相对厚度 δ_p^* 的函数,与翼型的攻角 α 和来流的雷诺数 Re 有关; Ma 为来流的马赫数,是来流相对速度 U 与音速 c_0 的比值; Sr 为斯特劳哈尔数, Sr_s 和 Sr_p 分别为吸力面和压力面的斯特劳哈尔数, Sr_1 为尾缘噪声的斯特劳哈尔基数; \bar{D}_h 为高频声音方向函数; r 为观察者距离声源距离; A 为频谱形状函数; W_1 为振幅函数; ΔW_1 为声压级修正函数; Δl 为翼型沿展向长度.

1.2 失速噪声(SEP)

当攻角增大时,边界层会发生分离,吸力面区域的湍流会比低攻角时更大,当湍流变成尾迹,进而产生分离流噪声.随着攻角增大到一定程度,边界层发生大规模分离,翼型完全失速,此时失速噪声为最主要噪声:

$$S_{PL2} = 10 \lg \left(\frac{\delta_s^* Ma^5 \Delta l \bar{D}_h}{r^2} \right) + B \left(\frac{Sr_s}{Sr_2} \right) + W_2 \quad (4)$$

式中, B 为频谱形状函数; W_2 为振幅函数.

2 翼型型线设计理论

基于翼型泛函集成理论^[13],翼型廓线在二维平面坐标方程可表示为

$$\begin{cases} x = (p + a^2/p) \cos \theta \\ y = (p - a^2/p) \cos \theta \end{cases} \quad (5)$$

式中, a 为 0.25 倍翼型的弦长; p 为翼型的矢径长度,可表示为

$$p = a \exp(\varphi(\theta)) \quad (6)$$

根据三角级数思想,翼型形函数可表示为

$$\begin{aligned} \varphi(\theta) = & a_1(1 - \cos \theta) + b_1 \sin \theta + a_2(1 - \cos \theta)^2 + \\ & b_2 \sin^2 \theta + \cdots + a_k(1 - \cos \theta)^k + b_k \sin^k \theta \\ & k = 1, 2, \cdots, n \end{aligned} \quad (7)$$

将式(6)、式(7)代入式(5),选取不同的级数系数 k, a_k, b_k , 就可表示多种形状的翼型.

3 低噪声风力机翼型设计模型

随着风力机的大型化,噪声也越来越大,因此有必要设计低噪声翼型,从而降低风力机的噪声.翼型自身噪声与一定雷诺数及攻角条件下翼型尾缘上下表面边界层厚度密切相关,通过控制翼型表面边界层厚度就可以控制翼型的噪声.本文中翼型的边界层参数通过 RFOIL 软件计算,将翼型的参数方程与 RFOIL 耦合求解,在优化过程中计算翼型的气动特性及压力面和吸力面的边界层厚度,从而控制翼型的气动性能及噪声值.

3.1 目标函数

翼型性能考虑的因素很多,除了低噪声之外,还包括气动、结构等不同学科的要求.本文主要考虑翼型具有较高的气动性能及较低的噪声大小,建立了以升阻比与噪声值的比值为目标函数的数学模型:

$$f(x) = \max(L_D/S_{PL}) \quad (8)$$

$$L_D = C_L/C_D \quad (9)$$

$$S_{PL} = S_{PL1} + S_{PL2} \quad (10)$$

式中, C_L 为翼型的升力系数; C_D 为翼型的阻力系

数; L_D 为翼型在设计攻角下的升阻比; S_{pl} 为翼型在设计攻角下的噪声,这里设计攻角为 6° 。

3.2 设计变量和约束

对于翼型廓线的泛函集成方程,选择式(7)的前 6 项系数为优化设计变量:

$$X = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)$$
 (11)

式中变量的变化空间根据翼型的形状来确定,为了型线具有翼型的特征,对变量进行如下约束:

$$X_{min} \leq X \leq X_{max}$$
 (12)

除了对形状的要求以外,还得考虑翼型的结构兼容性问题. 其中翼型的厚度及其所处的位置是结构兼容性两个主要的参数,本文选取最大相对厚度为 0.18 的翼型进行优化设计,施加厚度及其位置约束为

$$t/c = 0.18$$
 (13)

$$0.25 \leq x/c \leq 0.35$$
 (14)

其中, t 为翼型的最大相对厚度; c 为翼型的弦长。

3.3 优化结果

基于翼型泛函集成理论与噪声计算模型,结合翼型优化模型,选取初始条件为:雷诺数 $Re = 2.0 \times 10^6$,当地风速 $V_0 = 70 \text{ m/s}$,观察者的距离 $r = 1 \text{ m}$,观察角度为 90° , $c = 1 \text{ m}$,翼展长度为 1 m ,得到一种风力机新翼型 CQU-DTU-B18,新翼型的轮廓型线如图 1 所示。

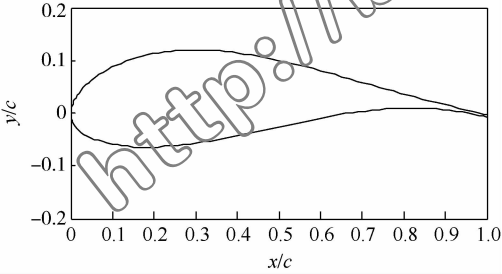


图 1 CQU-DTU-B18 翼型廓线
Fig.1 CQU-DTU-B18 airfoil profile

4 实验验证

为了验证翼型的气动性能,联合丹麦技术大学一起做了该新型翼型的风洞实验,该实验内容是在丹麦 RISØ 实验室完成的. 翼型攻角范围为 $-5^\circ \sim 20^\circ$,实验雷诺数为 $Re = 2.0 \times 10^6$,马赫数为 0.15,实验结果与 RFOIL 计算结果如图 2 和图 3 所示。

由图 2 和图 3 可知:实验测试最大升力系数为 1.777,出现在攻角为 11° 的位置,而 RFOIL 计算最大升力系数为 1.919,出现在攻角为 12° 的位置,误差较小为 7.991%;实验测试最大升阻比为 142.3,出现在攻角为 6° 的位置,RFOIL 计算最大升

阻比为 144.9,出现在攻角为 7° 的位置,误差仅为 1.833%,表明风洞实验值与 RFOIL 计算结果吻合得较好. 从而验证了新翼型具有优良的气动性能。

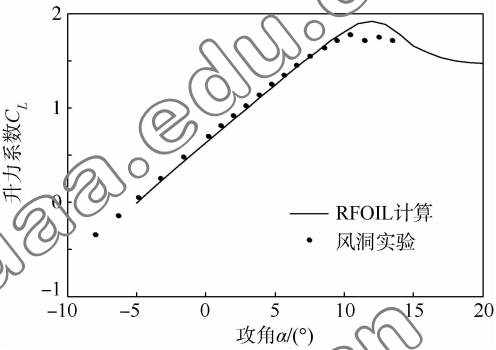


图 2 升力系数 RFOIL 计算与实验结果的对比

Fig.2 Comparison of the experimental results and the RFOIL predicted lift coefficient

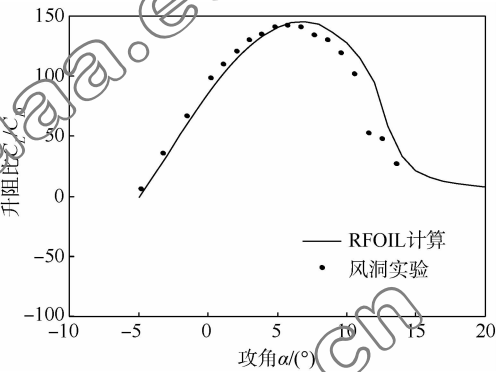


图 3 升阻比 RFOIL 计算与实验结果的对比

Fig.3 Comparison of experimental results and the RFOIL predicted lift/drag ratio

为了验证新翼型具有较低的噪声性能,下面重点研究新翼型噪声特性,并将噪声实验结果与同等条件下常用翼型 NACA-64-418 翼型噪声实验结果进行对比分析. 噪声测试段及消音室如图 4 所示,翼型噪声实验模型弦长为 0.6 m,展向长度为 1.62 m. 观察者距离翼型实验段的距离为 1.62 m,观察角度为 90° . 该模型安装有 62 个压力孔,全部由铝块制造而成. 噪声原始数据由传声器测试而来,并通过频域波束形成技术进行处理. 该技术能够从背景噪声中提取声压值. 时间序列可以通过在 32 s 期间以 51.2 kHz 的采样频率进行测量,并分成 200 块,8 192 个样本用以计算平均的交叉谱密度矩阵. 考虑 3 种不同的风速工况,分别为 30,45 及 60 m/s. 由于这两种翼型在 0° 攻角情况下的升力系数及失速攻角均有较大差别,因此很难比较他们的噪声大小. 而翼型的升力系数与升阻比是构建风力机叶片的主要性能,因此本文比较在相同升力系数情况下的噪声特性。

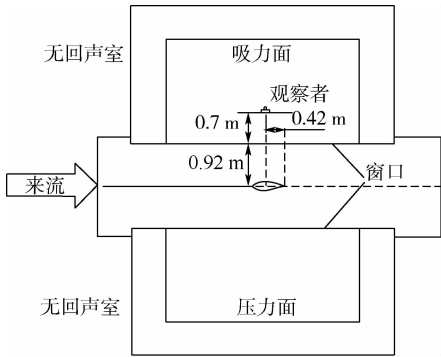


图 4 翼型噪声测试示意图

Fig. 4 Schematic of airfoil noise test section

图 5(a) 和图 5(b) 分别为风速为 30 m/s, $C_L=0.52$ 和 $C_L=0.95$ 时 CQU-DTU-B18 翼型与 NACA-64-618 翼型的声压级对比图. 研究表明: 相比 NACA-64-618 翼型, 在频率低于 3 kHz 时, 新翼型具有较低的噪声值; 相比实验数据, 虽然翼型噪

声理论预测结果普遍偏大, 但是总的趋势是一致的. 其主要原因是该理论是基于 NACA0012 翼型的一种半经验计算模型, 在某些参数的确定方面难免有些偏差.

为了研究风速对翼型噪声特性的影响, 分别对比分析风速在 45 m/s 和 60 m/s 时 CQU-DTU-B18 翼型与 NACA-64-618 翼型的噪声特性. 图 5(c) 和图 5(d) 分别表示风速为 45 m/s, $C_L=0.50$ 和 $C_L=0.94$ 时 CQU-DTU-B18 翼型与 NACA-64-618 翼型的声压级对比图. 由图可知: 相比 NACA-64-618 翼型, CQU-DTU-B18 翼型能够产生更低的噪声值; 而且, 相比风速为 30 m/s 时, 当频率大于 600 Hz 时理论预测结果与实验值更加接近; 当风速增加到 60 m/s 时, 翼型噪声随频率变化特性与风速为 45 m/s 时频为相似, 如图 5(e) 和图 5(f) 所示.

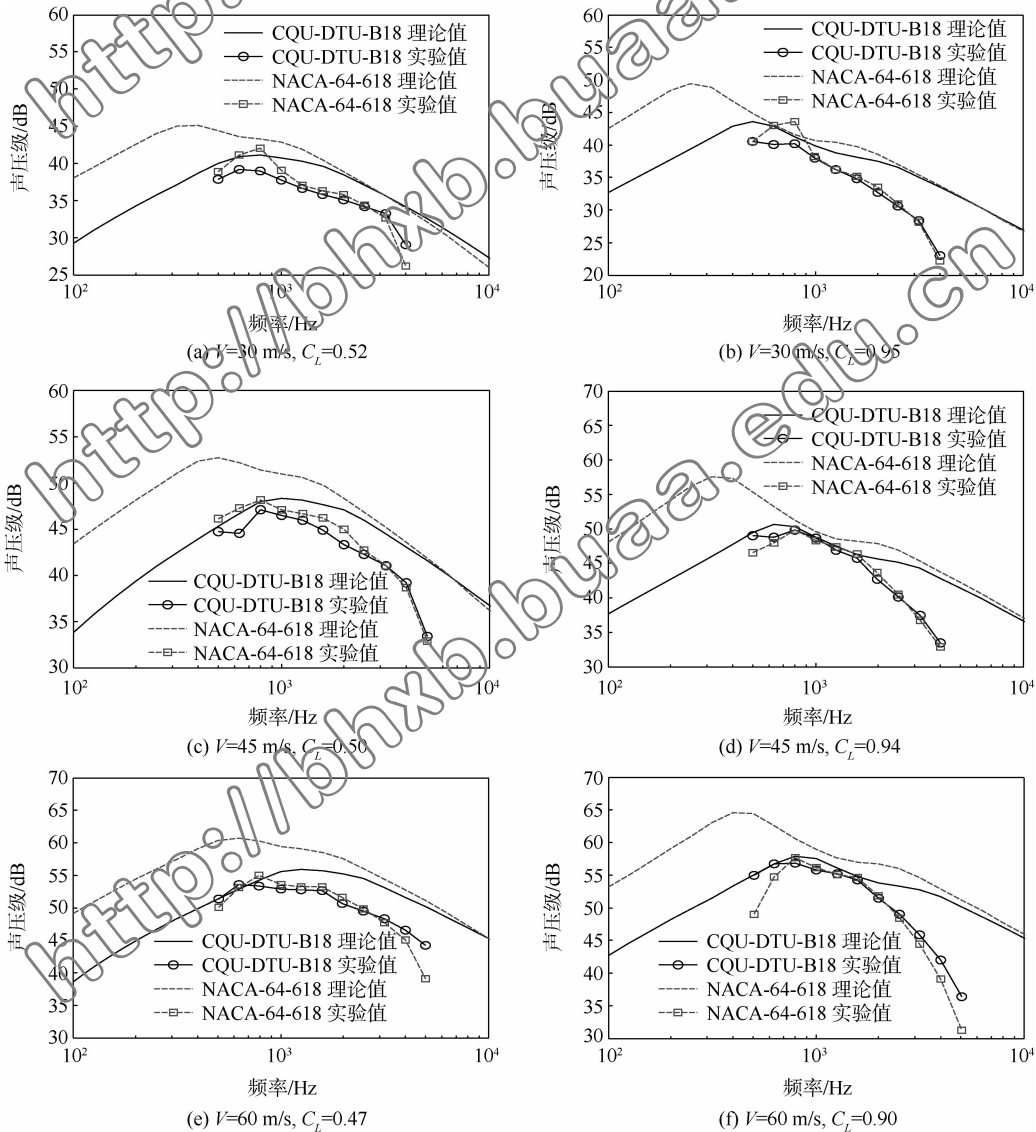


图 5 CQU-DTU-B18 与 NACA-64-618 翼型声压级对比图

Fig. 5 Comparison of sound pressure level for CQU-DTU-B18 and NACA-64-618 airfoil

这两种翼型总的噪声大小对比如表 1 所示(风速为 45 m/s). 由表可知,在升力系数为 0.50 时,CQU-DTU-B18 翼型能够产生比 NACA-64-618 翼型低约 2 dB 的噪声;在升力系数为 0.94 时,CQU-DTU-B18 翼型能够产生比 NACA-64-618 翼型低约 4 dB 的噪声.

表 1 光滑条件下风速为 45m/s 时 2 种翼型的噪声值对比

Table 1 Comparison of sound pressure level for the two airfoils in clean condition at a wind speed of 45 m/s			dB
翼型	$C_L=0.50$	$C_L=0.94$	
CQU-DTU-B18	56.153	57.604	
NACA-64-618	58.320	61.407	

经过以上噪声声压级及噪声大小对比分析,可以得出:噪声计算模型与实验数据吻合得较好;相比 NACA-64-618 翼型,CQU-DTU-B18 翼型能够产生更低的噪声,从而研究了该翼型具有良好的低噪声性能.

5 结 论

1) 基于翼型泛函集成理论及翼型噪声计算模型,建立了低噪声翼型优化设计数学模型,提出以翼型最大升阻比与噪声比值为目标函数,采用 RFOIL 耦合 BPM 噪声计算模型预测翼型噪声值. 优化设计得到一种低噪声的新翼型. 该方法较好地解决了翼型气动性能与噪声之间的矛盾,为设计低噪声风力机翼型拓宽了思路.

2) 为了验证该翼型具有较低的噪声特性,对 CQU-DTU-B18 翼型及 NACA-64-618 翼型在相同的噪声风洞实验中进行了噪声测试. 实验结果表明:相比 NACA-64-618 翼型,在相同的升力系数及风速条件下,CQU-DTU-B18 翼型具有更低的噪声大小;虽然基于 BPM 噪声计算模型预测结果与实验数据有一定的偏差,但是升压级随频率的变化趋势是一致的,从而验证了该设计方法的可行性,同时对于翼型噪声预测具有很好的指导作用.

参考文献 (References)

[1] 贺德馨. 风工程与工业空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,2006:221-225.
He D X. Wind engineering and industrial aerodynamics[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2006(in Chinese).
[2] Brooks T F,Pope D S,Marcolini M A. Airfoil self-noise and prediction[M]. Washington:NASA,1989.

[3] Zhu W J,Nicolai H,Shen W Z,et al. Modeling of aerodynamically generated noise from wind turbines[J]. Journal of Solar Energy Engineering,2005,127(4):517-528.
[4] 司海青,王同光. 风力机噪声的预测方法研究[J]. 空气动力学学报,2011,29(6):801-804.
Si H Q,Wang T G. Predicting method of aerodynamic noise from wind turbine[J]. Acta Aerodynamic Sinica,2011,29(6):801-804(in Chinese).
[5] 余雷,宋文萍. 风力机翼型气动噪声非线性声学计算[J]. 空气动力学学报,2013,31(2):266-272.
Yu L,Song W P. Aerodynamic noise prediction for wind turbine airfoils using non-linear acoustics solvers[J]. Acta Aerodynamic Sinica,2013,31(2):266-272(in Chinese).
[6] Singh R K,Ahmed M R,Zullah M A,et al. Design of a low Reynolds number airfoil for small horizontal axis wind turbines[J]. Renewable Energy,2012,42:66-76.
[7] Timmer W A, Van Toij R P J O M. Summary of the Delft University wind turbine dedicated airfoils[J]. Journal of Solar Energy Engineering,2003,125(4):488-496.
[8] Henriques J C E, Marques da Silva F,Estanqueiro A I,et al. Design of a new urban wind turbine airfoil using a pressure-load inverse method[J]. Renewable Energy,2009,34:2728-2734.
[9] Ribeiro A F P,Awruch A M,Gomes H M. An airfoil optimization technique for wind turbines[J]. Applied Mathematical Modelling,2012,36(10):4898-4907.
[10] 刘雄,罗文博,陈严,等. 风力机翼型气动噪声优化设计研究[J]. 机械工程学报,2011,47(14):134-139.
Liu X,Luo W B,Chen Y,et al. Research on the aerodynamic noise optimization of wind turbine airfoil[J]. Journal of Mechanical Engineering,2011,47(14):134-139(in Chinese).
[11] 周大高,柳阳威,文晓庆,等. 改进 SA 模型对翼型分离流动的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(10):1384-1388.
Zhou D G,Liu Y W,Wen X Q,et al. Modification of SA model for predicting airfoil flow separation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012,38(10):1384-1388(in Chinese).
[12] 黎作武,陈江,陈宝,等. 风力机组叶片的先进翼型族设计[J]. 空气动力学学报,2012,30(10):130-136.
Li Z W,Chen J,Chen B,et al. Design of advanced airfoil families for wind turbines[J]. Acta Aerodynamic Sinica,2012,30(1):130-136(in Chinese).
[13] 王旭东,陈进,张石强. 风力机叶片翼型型线集成设计理论研究[J]. 中国机械工程,2009,20(2):211-213.
Wang X D,Chen J,Zhang S Q. Integration study on airfoil profile for wind turbines[J]. China Mechanical Engineering,2009,20(2):211-213(in Chinese).
[14] Zhu W J,Sørensen J N, Shen W Z. An aerodynamic noise propagation model for wind turbines[J]. Wind Engineering,2005,29(2):129-143.
[15] Brooks T F,Marcolini M A. Scaling of airfoil self-noise using measured flow parameters[J]. AIAA Journal,1985,23(2):207-213.

Wind turbine airfoil design method with low noise and experimental analysis

WANG Quan^{*1}, CHEN Jin², CHENG Jiangtao^{2, 3}, WANG Jun¹, SUN Jinfeng¹, YOU Ying¹

(1. School of Mechanical Engineering, Hubei University of Technology, Wuhan 430068, China;

2. College of Mechanical Engineering, Chongqing University, Chongqing 400030, China;

3. Department of Mechanical Engineering, Technical University of Denmark, Lyngby DK-2800, Denmark)

Abstract: In order to study the noise characteristic of wind turbine airfoils, the airfoil optimal design mathematic model was built based on airfoil functional integrated theory and noise calculated model. The new optimized objective function of maximizing lift/drag to noise was developed on the design angle of attack. Then, the comparison of sound pressure level between CQU-DTU-B18 and NACA-64-618 airfoil was analyzed under the same condition of wind tunnel experiment and wind speed. It is indicated that the changed trend of the predicted noise results are in agreement with that of the tested data, though there is a certain difference between the theory results and experiment data. Compared with NACA-64-618 airfoil, the CQU-DTU-B18 airfoil exhibits lower noise, which validates the feasibility of this design method. It is a guide to design wind turbine airfoil with lower noise and to reduce airfoil noise.

Key words: wind turbine airfoil; noise; wind tunnel test; sound pressure level; frequency